

УДК 539.3

DOI: <https://doi.org/10.20998/2078-9130.2018.33.151221>***Д.В. БРЕСЛАВСЬКИЙ, О.А. ТАТАРІНОВА, Ю.М. КОРИТКО*****ПОВЗУЧИСТЬ ПАНЕЛЕЙ НАДЗВУКОВИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ПРИ ПЕРІОДИЧНІЙ ДІЇ
ТИСКУ ПОВІТРЯНОГО ПОТОКУ**

Розглянуто незворотне деформування при аеродинамічному нагріванні та періодичній дії тиску повітряного потоку панелі надзвукового літального апарату. Надано математичну постановку задачі повзучості тонких оболонок обертання, що навантажені нормальним тиском, який має постійну та складову, що періодично змінюється. Використано рівняння стану, що отримуються шляхом застосування асимптотичного розкладання невідомих з подальшим осередненням на періоді змінювання напружень. Наведено приклад чисельного розв'язання задачі деформування нагрітої циліндричної панелі, яка піддана періодичній дії навантаження від поривів повітряного потоку. З застосуванням програмного комплексу для розрахунків повзучості тонких оболонок обертання методом скінченних елементів визначено розподіли компонентів напружено-деформованого стану.

Ключові слова: панель літального апарату, повзучість, повітряний потік, періодичне навантаження, оболонка обертання, метод скінченних елементів.

Д.В. БРЕСЛАВСКИЙ, О.А. ТАТАРИНОВА, Ю.Н. КОРЫТКО**ПОЛЗУЧЕСТЬ ПАНЕЛЕЙ СВЕРХЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
ПРИ ПЕРИОДИЧЕСКОМ ДЕЙСТВИИ ДАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА**

Рассмотрено необратимое деформирование при аэродинамическом нагреве и периодическом действии давления воздушного потока панели сверхзвукового летательного аппарата. Приведена математическая постановка задачи ползучести тонких оболочек вращения, нагруженных нормальным давлением, имеющим постоянную и периодически изменяющуюся составляющие. Используются уравнения состояния, которые получаются путем применения асимптотического разложения неизвестных с последующим осреднением на периоде изменения напряжений. Приведен пример численного решения задачи деформирования нагретой цилиндрической панели, подверженной периодическому нагружению от порывов воздушного потока. С использованием программного комплекса для расчетов ползучести тонких оболочек вращения методом конечных

© Д.В. Бреславський, О.А. Татарінова, Ю.М. Коритко, 2018

элементов определены распределения компонентов напряженно-деформированного состояния.

Ключевые слова: панель летательного аппарата, ползучесть, воздушный поток, периодическое нагружение, оболочка вращения, метод конечных элементов.

D.V.BRESLAVSKY, O.A. TATARINOVA, JU.N. KORYTKO

CREEP OF SUPERSONIC AIRCRAFT PANELS UNDER THE PERIODIC ACTION OF AIRSTREAM PRESSURE

Irreversible deformation of supersonic aircraft panel under the aerodynamic heating and periodical action of airstream pressure is regarded. The distribution for airstream pressure which is obtained from the solution of aerodynamics problem, was simplified and presented as a cycle with triangular form of pressure increasing-decreasing in a part of period with definite constant static component. The mathematical statement of creep problem for thin shells of revolution loaded by normal pressure having constant and periodically varying components is presented. The theory of finite deflections is used. Equations are derived for the case of conical shell. The constitutive equations, which are obtained by use the method of asymptotic expansions of creep strain and scalar damage parameter with subsequent averaging in a period of stress varying, are used. The form of these equations is similar to Norton law - Rabotnov-Kachanov evolution equation with multipliers represent the influence of periodic loading in each equation. Numerical simulation was performed by use of programming complex for thin shells of revolution creep calculations. It uses the Finite Element Method jointly with finite differences method for time integration. The example of numerical solution of the problem of deformation of heated cylindrical panel made from duralumin alloy and subjected to periodical loading from airstream puffs is presented. The distributions of stress-strain state components were obtained. The numerical results include distribution of normal deflection in the panel after 1000 seconds of flight as well as the von Mises stress relaxation curve. The analysis of obtained data shows the sufficient increasing of normal deflections as well as stress redistributions. The necessity of consideration of current deformed state of the panel in the problem of analysis of airstream flow is discussed.

Key words: aircraft panel, creep, airstream, periodical loading, shell of revolution, Finite Element Method.

Вступ. При польотах літальних апаратів з надзвуковими швидкостями відбувається т.зв. аеродинамічне нагрівання поверхонь їхніх конструктивних елементів [1]. При цьому внаслідок дії підвищених температур та навантажень у матеріалі можуть розвиватись деформації повзучості, які призводять до небезпечного формоутворення, наприклад панелей літального апарату. При їхньому проектуванні оцінювання впливу статичної складової аеродинамічного тиску проводилось в результаті розв'язання задач повзучості пластин у класичній постановці [2].

Реальні умови роботи літального апарату характеризуються спільною дією статичних та періодичних навантажень [3]. Таким чином, повна постановка задачі розрахунку деформованого стану аеродинамічно нагрітої панелі призводить до необхідності врахування деформацій повзучості, які викликані суперпозицією статичних та змінних за часом напружень. У разі швидкого змінювання навантажень з частотами від 1 Гц при коливаннях конструктивного елементу у його матеріалі розвиваються деформації т.зв. динамічної повзучості [4], яка у порівнянні з навантаженням з чисто статичною складовою характеризується значним прискоренням швидкості деформацій та скороченням терміну життя.

Динамічна повзучість панелей літальних апаратів є носить складним процесом, тому на перших етапах його дослідження проводилось експериментально з метою визначення основних якісних та кількісних закономірностей [5-6]. Визначення напружено-деформованого стану та пошкоджуваності при динамічній повзучості панелей літальних апаратів вдалось провести пізніше, з застосуванням методів багатьох масштабів та осереднення на періоді для трансформції вихідної повної системи диференціальних рівнянь [7]. Отриману при цьому початково-крайову задачу було розв'язано чисельно, з застосуванням мето-

дів скінченних елементів та прогнозу-корекції. Розроблений метод розрахунку дозволяв отримувати розв'язки задач динамічної повзучості пластин складної геометрії при дії одно- та полігармонійного навантаження. Проведена верифікація методу та програмних засобів продемонструвала задовільну точність при порівнянні чисельних з експериментальними даними. Наприклад, у монографії [8] наведено результати розрахунків динамічної повзучості панелей зі сплаву ОТ-4, експериментальні дані для яких описано у роботах [5-6].

Розроблений метод дозволяв виконувати розрахункове оцінювання повзучості тонкостінних елементів при постійному співвідношенні статичної та періодичної складової навантаження з високою частотою, що характерно, наприклад, для врахування вібрацій від двигунів. Між іншим, режими експлуатації літальних апаратів можуть характеризуватись й іншими динамічними впливами, які в умовах аеродинамічного розігріву призведуть до повзучості у конструктивних елементах.

В роботі [9] проведено комплексний аналіз поведінки положистих оболонок при дії трохвимірному потенційного повітряного потоку, встановлено форму змінювання переміщень за часом при вільних коливаннях при раптовій дії одного повітряного пориву. Такі пориви можуть повторюватись та призводити до періодичного впливу імпульсів напружень, що виникають з малою частотою.

У цій статті надано підхід, що дозволяє проводити оцінювання незворотного деформування розігрітих при надзвукових швидкостях польоту панелей обшивки літальних апаратів від дії напружень, що періодично виникають внаслідок коливань, які обумовлені дією поривів повітряних потоків. Для врахування такої повторної дії навантажень, що можуть призводити до повзучості у матеріалі панелей, як й у роботах [8, 10]

застосовано метод, який базується на перетворенні вихідної системи рівнянь до системи з чисто статичним навантаженням зі спеціальними рівняннями стану. Вони отримуються з застосуванням асимптотичних розвинень та осереднення на періоді [10].

Постановка задачі та метод розв'язання

Як й у роботі [8], для повзучості при періодичному навантаженні розглянемо постановку задачі у масштабі повільного часу. Панель літального апарату розглядається як тонкостінна незамкнута оболонка обертання. Наведемо постановку задачі, виконану з застосуванням основних положень теорії повзучості та теорії оболонок для випадку скінченних прогинів.

У зв'язку з тим, що у розрахунках використовується скінченний елемент конічної оболонки, запишемо відповідні геометричні співвідношення, уточнюючи залежності за рахунок нелінійних додаткових деформацій у серединній поверхні:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{ij} &= e_{ij}^l + e_{ij}^n + z\chi_{ij}; \quad e_{11}^l = \frac{\partial u}{\partial s}; \\ e_{22}^l &= \frac{\partial v}{r\partial s} + \frac{u}{r}\cos\alpha + \frac{w}{r}\sin\alpha; \\ e_{12}^l &= \frac{\partial u}{r\partial\beta} + \frac{\partial v}{\partial s} - \frac{v}{r}\cos\alpha; \quad e_{11}^n = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial w}{\partial s}\right)^2; \\ e_{22}^n &= \frac{1}{2r^2}\left(\frac{\partial w}{\partial\beta}\right)^2; \quad e_{12}^n = \frac{1}{2r}\left(\frac{\partial w}{\partial s}\frac{\partial w}{\partial\beta}\right); \\ \chi_{11} &= -\frac{\partial^2 w}{\partial s^2}; \quad \chi_{22} = -\frac{\partial^2 w}{r^2\partial\beta^2} - \frac{\cos\alpha}{r}\frac{\partial w}{\partial s} + \frac{\sin\alpha}{r^2}\frac{\partial w}{\partial\alpha}; \\ \chi_{12} &= -2\frac{\partial^2 w}{r\partial s\partial\beta} + 2\frac{\partial w}{r^2\partial\beta}\cos\alpha - 2\frac{v}{r^2}\sin\alpha\cos\alpha + \frac{\partial v}{\partial s}\frac{\sin\alpha}{r}, \end{aligned} \quad (1)$$

де u, v, w – переміщення серединної поверхні оболонки; e^l, e^n, χ – лінійна й нелінійна складові деформації серединної поверхні, змінювання кривизни та крутіння; β та s – координати у серединній поверхні; z – нормальна координата.

Застосуємо варіаційну постановку задачі. Для конічного елемента оболонки основне рівняння, що є еквівалентним статичним рівнянням на будь-якому кроці за часом приймає наступний вигляд:

$$\int_S (b_{ijkl}\varepsilon_{kl}^m \delta\varepsilon_{ij}^m - d_{ijkl}\chi_{kl}^m \delta\chi_{ij}^m) dS - \int_S p\delta w dS - \int_S (N_{ij}^C)\delta\varepsilon_{ij}^m dS + \int_S (M_{ij}^C)\delta\chi_{ij}^m dS = 0, \quad (2)$$

де $\varepsilon_{ij}^m = e_{ij}^l + e_{ij}^n$; p – нормальний тиск; N_{ij}^C, M_{ij}^C – узагальнені силові фактори, які підраховуються за відомими для даного моменту часу деформаціями повзучості; b_{ijkl}, d_{ijkl} – тензори пружних властивостей матеріалу оболонки, S – область, яка зайнята елементом у серединній поверхні.

Зв'язок між компонентами девіатора напружень s_{ij} та деформаціями повзучості c_{ij} конкретизуємо рівняннями стану. Розглянемо випадок дії навантаження $\sigma = \sigma^0 + \sigma^1$ при одночасній дії постійного напруження σ^0 , напруження σ^1 , що змінюється із циклічною часто-

тою $f_1 = 1/T$ за період робочого циклу T . Представляючи напруження σ^1 періодичним рядом Фур'є з коефіцієнтами a_k та b_k ($k = 1, 2, \dots$):

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= \sigma^{\max} \left(\sum_{k=1}^{\infty} \left(a_k \cos\left(\frac{2\pi k}{T}t\right) + b_k \sin\left(\frac{2\pi k}{T}t\right) \right) \right) = \\ &= \sum_{k=1}^{\infty} \sigma^{ak} \sin\left(\frac{2\pi k}{T}t + \beta_k\right); \\ \sigma^{ak} &= \sqrt{(\sigma^{\max} a_k)^2 + (\sigma^{\max} b_k)^2}, \quad \beta_k = \arctg(a_k / b_k) \end{aligned}$$

для повного навантаження закон зміни напруження за часом запишемо в такому вигляді:

$$\sigma = \sigma^0 + \sigma^1 = \sigma^0 \left(1 + \sum_{k=1}^{\infty} M_k \sin\left(\frac{2\pi k}{T}t + \beta_k\right) \right). \quad (3)$$

Надалі, рівняння циклічної повзучості при комбінованому навантаженні приймаємо у вигляді [8]:

$$\dot{c}_{ij} = B g_n \frac{3(\sigma_i^0)^{n-1}}{2(1-\omega)^k} S_{ij}^0; \quad (4)$$

$$\dot{\omega} = D g_r \frac{(\sigma_e^0)^r}{(1-\omega)^Y}, \quad \omega(0) = 0, \quad \omega(t_*) = 1; \quad (5)$$

$$g_n = \int_0^1 \left(1 + \sum_{k=1}^{\infty} M_k \sin(2\pi k\xi + \beta_k) \right)^n d\xi;$$

$$g_r = \int_0^1 \left(1 + \sum_{k=1}^{\infty} M_k \sin(2\pi k\xi + \beta_k) \right)^r d\xi,$$

де $M_k = \frac{\sigma_e^{ak}}{\sigma_e^0}$ – коефіцієнти асиметрії циклу напружень; S_{ij}^0 – компоненти девіатора тензора напружень «повільного» руху σ_{ij}^0 .

Для визначення коефіцієнтів M_k , які використовуються в функціях g_n , попередньо обчислюються еквівалентні напруження $\sigma_e^0, \sigma_e^{ak}$.

Сформульована задача розв'язується методом скінченних елементів (МСЕ). Застосовано чотирьохвузловий скінченний елемент тонкої оболонки обертання з сьома ступенями свободи у вузлі. До розрахунків залучено розроблений в НТУ «ХПІ» програмний комплекс для аналізу повзучості оболонкових конструкцій «SCC v 4.8» [8].

Повзучість циліндричної панелі при періодичній дії тиску повітряного потоку.

Розглянемо задачу деформування при періодичній дії повітряного потоку циліндричної панелі (рис. 1), жорстко закріплену з усіх боків. Геометричні розміри оболонки: $\alpha = 4$ м, $\beta = 20^\circ$, $R = 9$ м, $h = 0,002$ м. Оболонка виготовлена з алюмінієвого сплаву D16T та рівномірно нагріта до температури 325°C , фізико-механічні константи при якій дорівнюють: модуль пружності $E = 3,3 \times 10^5$ МПа, коефіцієнт Пуассона $\nu = 0,3$; константи, що входять до визначального рівняння (4) $B = 2,109 \times 10^{-27}$ (МПа) $^{-n}/\text{с}$, $n = 11,8$. У зв'язку з тим, що розглядається деформування на короткому відрізку часу, який відповідає

польотним умовам, накопичення пошкоджуваності не враховується у розрахунках (приймається $D = 0$).

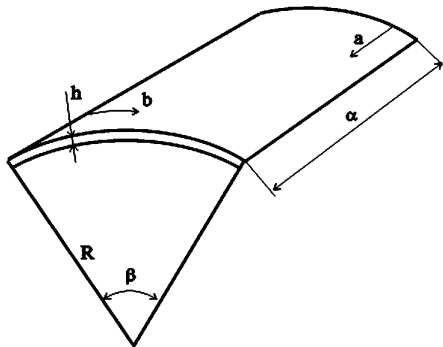


Рисунок 1 – Форма оболонки

Оболонка навантажена сумісною дією статичного навантаження 0,1 МПа та навантаження, що змінюється за формою циклу, наведеного на рис. 2. Її прийнято осередненою, без врахування змінювання напружень при їхньому затуханні. Вважається, що при пориві тиск за 0,2 с доходить до максимального значення у періоді 0,5 МПа, потім за такий ж проміжок часу падає до статичного значення, яке й зберігається протягом 3,6 с.

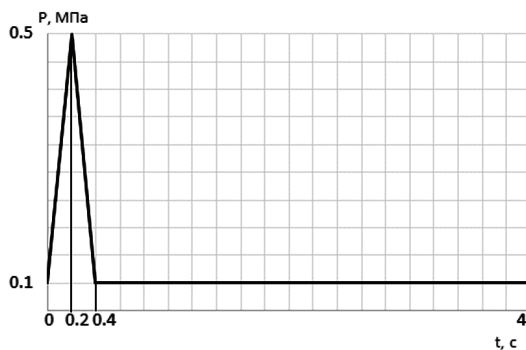


Рисунок 2 – Форма циклу змінювання тиску на оболонку

Після аналізу збіжності даних чисельних розрахунків прийнято скінченноелементну сітку з 200 елементів. Аналізувались режими з та без присутності дії поривів тиску – статичне навантаження тиском 0,1 МПа та періодичне з цим середнім значенням тиску та описаною формою циклу. Розрахунки проведено для часу в 1000 с.

За даними чисельного моделювання встановлено, що при відсутності періодичних поривів тиску повзучість практично не відбувається та зберігається розподіл прогинів, що відповідає пружному деформуванню. Але при врахуванні періодичності дії поривів повітряного потоку має місце повзучість матеріалу оболонки. Результати розрахунків для випадку періодичного навантаження представлено на рис. 3-5.

Форму деформованого стану панелі при $t = 1000$ с у вигляді розподілу нормальних вузлових переміщень представлено на рис. 3, а їхній розподіл за довжиною α у перерізі $\beta = 10^\circ$ – на рис. 4. Максимальне значення прогину має місце у центральному перерізі дорівнює 1,78 мм.

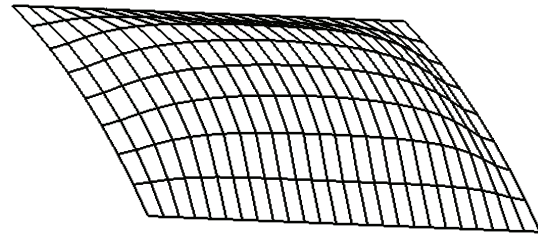


Рисунок 3 – Розподіл нормальних прогинів панелі при $t = 1000$ с

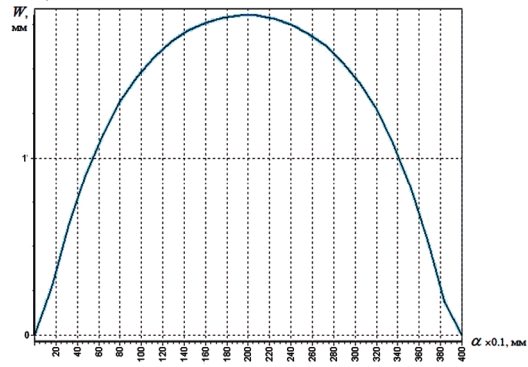


Рисунок 4 – Розподіл нормальних прогинів панелі у перерізі $\beta = 10^\circ$ при $t = 1000$ с

При повзучості матеріалу панелі відбувається істотна релаксація напружень. Як приклад, на рис. 5 наведено графік змінювання у часі максимального значення інтенсивності напружень.

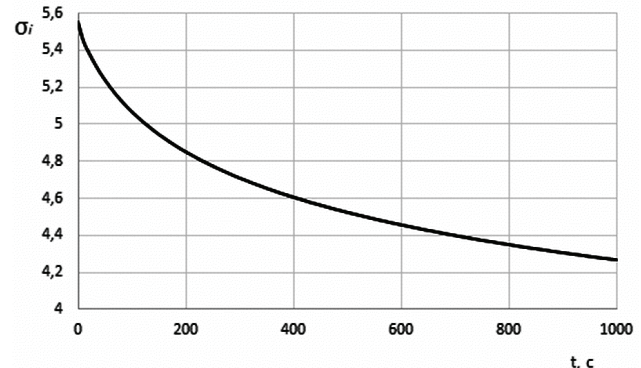


Рисунок 5 – Змінювання у часі максимального значення інтенсивності напружень

Як видно з отриманих результатів, періодичне навантаження панелі тиском від поривів повітряного потоку може призвести до істотних змін у її напружено-деформованому стані.

Висновки. В статті надано підхід до оцінювання напружено-деформованого стану при повзучості тонкостінних оболонок обертання, що навантажені періодичною дією від поривів повітряних потоків. Отриманий розподіл прогинів, що практично дорівнює товщині оболонки, характеризує зміну її поточної форми. Таке змінювання, починаючи з певного моменту, коли їм вже не можливо нехтувати, має бути враховане при розв'язанні аеродинамічної задачі встановлення розподілів тиску при обтіканні оболонки.

Список літератури

1. Бажанов В.Л. Расчет конструкций на тепловые воздействия / В.Л. Бажанов, И.И. Гольденблат, Н.А. Николаенко, А.М. Синюков. – М.: Машиностроение, 1969. – 600 с.
2. Миронова А.В. Выпучивание пластинки при неуставившейся ползучести. / А.В. Миронова, И.И. Поспелов // Ученые записки ЦАГИ. – 1981. – Т. 12, № 1. – С. 95-104.
3. Вопросы прочности самолетных конструкций, связанные с нагрузками от струй реактивных двигателей // Экспресс-информация АН СССР. – М.: ВИНТИ, 1957. – Вып. 22-23. – 4 с.
4. Работнов Ю.Н. Ползучесть элементов конструкций / Ю.Н. Работнов. – М.: Наука, 1966. – 752 с.
5. Богачев И.Н. Методика оценки механических свойств металлов и сплавов в скоростных воздушных потоках / И.Н. Богачев, Ю.Г. Векслер, В.Г. Сорокин // Физико-химическая механика материалов. – 1970. – № 4. – С. 66-69.
6. Векслер Ю.Г. К динамической ползучести сплава ОТ-4 / Ю.Г. Векслер, А.А. Вайнштейн, В.Г. Сорокин // Проблемы прочности. – 1972. – № 9. – С. 76-79.
7. Бреславський Д.В. Дослідження НДС панелі літака в умовах повзучості при полігармонічному навантаженні / Д.В. Бреславський, В.Н. Бурлаєнко, О.К. Морачковський // Вісник НТУ «ХПІ». – Х.: НТУ «ХПІ», 2001. – № 6. – С. 14-17.
8. Бреславський Д.В. Проектування та розробка скінченноелементного програмного забезпечення / Д.В. Бреславський, Ю.М. Коритко, О.А. Татарінова. – Х.: Підручник НТУ «ХПІ», 2017. – 232 с.
9. Avramov K.V. Dynamic instability of shallow shells in three-dimensional incompressible inviscid potential flow / K.V. Avramov, S.V. Papazov, I.D. Breslavsky // Journal of Sound and Vibration. – 2017. – № 394. – P. 593-611.
10. Breslavsky D.V. High-temperature creep and long-term strength of structural elements under cyclic loading / D.V. Breslavsky, O.K. Morachkovs'kyi, O.A. Tatarinova // Strength of Materials. – 2008. – Vol. 40, № 5. – P. 531-537.

References (transliterated)

1. Bazhanov V.L., Gol'denblat I.I., Nikolaenko N.A., Sinjukov A.M. Raschet konstrukcij na teplovyje vozdejstvija [Calculation of Structures for Thermal Effects]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1969, 600 p.

2. Mironova A.V., Pospelov I.I. Vypuchivanie plastinki pri neustanovivshejsja polzuchesti [Buckling of plate with unsteady creep]. Uchenye zapiski CAGI.

3. Voprosy prochnosti samoletnyh konstrukcij, svjazannye s nagruzkami ot struj reaktivnyh dvigatelej. [Questions of the strength of aircraft structures associated with loads from jets of jet engines]. Ekspress-informacija AN SSSR. Moscow, VINITI Publ., 1957, vol. 22-23, 4 p.

4. Rabotnov Ju.N. Polzuchest' elementov konstrukcij [Creep of structural elements]. Moscow, Nauka Publ., 1966, 752 p.

5. Bogachev I.N., Veksler Ju.G., Sorokin V.G. Metodika ocenki mehanicheskix svojstv metallov i splavov v skorostnyh vozdušnyh potokah [Method for evaluating the mechanical properties of metals and alloys in high-speed air currents]. Fiziko-himicheskaja mehanika materialov. 1970, vol. 4, pp. 66-69.

6. Veksler Ju.G., Vajnshtejn A.A., Sorokin V.G. K dinamicheskoj polzuchesti splava OT-4 [To the dynamic creep of the OT-4 alloy]. Problemy prochnosti. 1972, vol. 9, pp. 76-79.

7. Breslavs'kij D.V., Burlaenko V.N., Morachkovs'kij O.K. Doslidzhennja NDS paneli litaka v umovah povzuchosti pri poligarmonichnomu navantazheni [Investigation of the strain-strain state of the aircraft panel under conditions of creep in a polyharmonic load]. Visnik NTU «HPI». 2001, vol. 6, pp. 14-17.

8. Breslavs'kij D.V., Koritko Ju.M., Tatarinova O.A. Proektuvannja ta rozrobka skinchennoelementnogo programnogo zabezpečennja [Design and development of finite element software]. Kharkiv, Pidruchnik NTU «HPI» Publ., 2017, 232 p.

9. Avramov K.V., Papazov S.V., Breslavsky I.D. Dynamic instability of shallow shells in three-dimensional incompressible inviscid potential flow. Journal of Sound and Vibration. 2017, vol. 394, pp. 593-611.

10. Breslavsky D.V., Morachkovs'kyi O.K., Tatarinova O.A. High-temperature creep and long-term strength of structural elements under cyclic loading. Strength of Materials. 2008, vol. 40, no 5, pp. 531-537.

Надійшла (received) 28.08.2018

Відомості про авторів / Сведения об авторах / About the Authors

Бреславський Дмитро Васильович (Бреславский Дмитрий Васильевич, Breslavsky Dmytro Vasylovych) – доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри комп'ютерного моделювання процесів та систем, НТУ «ХПІ»; тел.: (057)-707-64-54; e-mail: brdm@kpi.kharkov.ua.

Татарінова Оксана Андріївна (Татаринова Оксана Андреевна, Tatarinova Oksana Andriivna) – кандидат технічних наук, доцент, НТУ «ХПІ»; тел.: (057)-707-64-54; e-mail: ok.tatarinova@gmail.com

Коритко Юлія Миколаївна (Корытко Юлия Николаевна, Korytko Julia Nikolaevna) – кандидат технічних наук, доцент, НТУ «ХПІ»; тел.: (057)-707-64-54; e-mail: juliakorytko@gmail.com